



Study on vibration acceleration distribution inside Micro/Nano satellites for environment test standardization

著者	Amgalanbat Batsuren
発行年	2014-09-26
その他のタイトル	環境試験標準化のための超小型衛星内振動加速度分布に関する研究
学位授与番号	17104甲工第373号
URL	http://hdl.handle.net/10228/5299

氏 名	Amgalanbat Batsuren (モンゴル)
学 位 の 種 類	博 士(工学)
学 位 記 番 号	工博甲第373号
学位授与の日付	平成26年9月26日
学位授与の条件	学位規則第4条第1項該当
学 位 論 文 題 目	Study on vibration acceleration distribution inside Micro/Nano satellites for environment test standardization (環境試験標準化のための超小型衛星内振動加速度分布に 関する研究)
論 文 審 査 委 員	主 査 教 授 趙孟佑 " 奥山圭一 " 赤星保浩 准教授 豊田和弘 " 浅海賢一

学 位 論 文 内 容 の 要 旨

Prior to now there have been environment test standards suitable only for large and medium sized satellites that demand very high reliability. The existing standards are not suitable for micro/nano satellites that achieve low-cost and fast-delivery by using non-space qualified, Commercial-Off-The-Shelf (COTS) components extensively. There is a need of test standard to improve the reliability while keeping the nature of low-cost and fast-delivery.

In Chapter 1 of this thesis, it is reviewing about research background and literature survey. At present, a large level of acceleration is applied to satellite units during the test, which has been derived by taking into account various safety margins. The bases of the margins are not always clear. In this regard, there is need to define the qualification test (QT) level the units have to pass to be sold as products for space use. Based on the literature study and identification of the problems associated with micro/nano satellite vibration testing, the authors set the aim of the thesis to define unit Qualification test(QT) test level for micro/nano satellites and to extrapolate the findings to other types of small satellites using a Finite element method. Two major issues are addressed in this thesis: vibration acceleration distribution analysis based on experiment and finite element method. These two parts of the work determine the Unit QT level identification of the micro/nano satellite environment testing standard.

Chapter 2 addresses the experiment. The author used experimental results of two satellites, Dummy satellite and Hodoyoshi-3 satellite to obtain the acceleration distribution inside the satellites. The dummy satellite is a copy of 50kg-50cm nano-satellite that was made of basic satellite functions such as RF transmitter, PCU, battery and computer. The other units are made by dummy mass with heater inside the units. The author measured at 18

points at dummy masses/units that were placed on internal panels. For the whole satellite modes, the vibration test data of six other satellites were used. Those satellites are in the range of 50cm/50kg class. The resonant frequencies and the amplification factors were identified between 20 and 2000Hz. In order to compute a normal tolerance limit, the author followed same methodology as the NASA standard. Before this the author also examined whether the tested data followed normal or lognormal distributions. The author deduced the vibration test level in the frequency range, 20-300Hz, 300-1000Hz and 1000-2000Hz. Finally the results of three frequency ranges were merged and the unit QT level between 20 and 2000Hz has been derived.

In the Chapter 3, the author has presented about extrapolation to other structures using finite element analysis. The purpose of this analysis was to extend and extrapolate the experimental results for other type of satellite structures by using FEA without laboratory testing. Three basic structure types of 50kg class satellites were modeled and analyzed such as Yojo-han, T-type and Pi-type structure. A random vibration analysis was carried out for the models. The solid model was created with a mesh size of 10 mm on the internal panels of the satellite structure while the PAF and Jig uses a mesh size of 20 mm.

Chapter 4 compares the resonant frequency range and peak amplification factors applied to Simulated and Experimental data. The author made comparison between the experiment and analysis results of resonant frequencies and amplification in the range 20-300Hz at the certain positions of the satellites and models to check the validity of the dummy satellite's analysis. The comparison carried out shows excellent agreement for 20-100Hz of dummy satellite and good agreement 100-200Hz. Finally the unit QT level is derived.

This research was concluded in Chapter 5. Based on the experiment and analysis results, the following major conclusions were drawn:

1. The experimental and numerical analyses of this work have both indicated that there are several vibration modes for the satellites, mainly associated with the internal panel structure of the satellites.
2. The Unit QT level derived from the experiment results is applicable, especially at lower frequency modes. However, the FEA modal analysis may introduce errors if it is used to investigate vibration acceleration response and resonant frequencies associated with local vibration modes beyond 200Hz.
3. Based on the agreement between the analysis and the experiment, the unit QT level for the minimum assurance against random vibration was proposed. As the proposed random vibration amplification factor at frequencies is close to unity at frequencies higher than 200 Hz.

学 位 論 文 審 査 の 結 果 の 要 旨

本論文は、超小型衛星の開発・利用を推進するにあたって必須である、超小型衛星の信頼度向上をはかるためになされたものである。50cm・50kg程度の大きさ・質量をもついわゆる超小型衛星は、低コスト・短納期を達成するために、非宇宙用の地上民生部品を多用する。超小型衛星の信頼度は従来の中大型衛星に比べて格段に低く、信頼度を向上させること、特に初期不良を克服することが、緊急の課題となっている。従来型の衛星では、環境試験標準が存在し、その高信頼度を支えている。しかし、超小型衛星においては、どの程度の試験をすべきなのかについて、未だ定まった標準がない。本論文は、そのような背景のもと、超小型衛星に適した環境試験標準を制定するプロジェクトの一環として行われた研究をまとめたものである。特に、本論文の研究は、超小型衛星に搭載される地上民生部品ベースの機器の打ち上げ振動環境への耐性についての認定試験条件を導出するためのものである。

本論文の第一章では、研究背景と関連研究のレビューを行っている。現在のところ、搭載機器の振動試験では、様々なマージンを加えた結果、非常に高いレベルの振動加速度を印加している。しかし、そのマージンの根拠は時に不明である。同時に、市場では、地上民生品ベースの搭載機器が、「宇宙用」として売られているが、どのような試験を経て「宇宙用」とされているのかが不明である。衛星開発者は、高価で長納期の宇宙用部品ベースの機器を買うか、リスクを覚悟で地上民生品ベースの機器を買うかのジレンマに陥ることが多い。地上民生品ベースの機器を「宇宙用」と認定できるような何らかの基準が求められている。振動試験に関する文献レビュー結果に基づき、著者は本論文の目的を超小型衛星用搭載機器の振動に関する認定振動試験条件を導出することに置いている。そのために、主として、実験と有限要素法による解析の二つの手段を用いて、超小型衛星内の振動加速度分布を調べることを述べている。

本論文の第二章では、20から2000Hzの間の周波数において多数のランダム振動試験を実施した結果を述べている。ランダム振動に用いた供試体は50kg・50cmの地球観測衛星の構造を模して作られたダミー衛星である。ダミー衛星の内部の様々な箇所に加速度センサーを配置し、底部を通じて伝搬した振動がどの程度増幅されるかを調べている。ダミー衛星以外にも、国内で開発された50cm・50kg衛星の振動試験データを解析し、増幅の度合いを調べている。データ解析の結果、振動の増幅には衛星構造全体の共振によるモードと衛星の内部構造の共振によるモードの2種類が寄与していることが分かった。主として前者は20-300Hz程度の低周波

数域で、後者は300Hz以上の高周波数域で支配的となる。また、実験データが対数正規分布にあると仮定し、実際に χ^2 検定を行って仮定を検証した上で、振動増幅の上限値と下限値をt-分布を用いて統計的に導出している。それらの結果に基づいて、20-300Hz、300-1000Hz、1000-2000Hzの三つの領域で、機器が受ける最低レベルの加速度増幅を導出している。その増幅値を国内外のロケットによって加えられる振動加速度スペクトラムにかけあわせ、超小型衛星搭載機器の認定試験条件を導出している。

本論文の第三章では、著者は第二章で得られた認定試験条件が主としてダミー衛星の実験結果を基にして得られたことから、他の構造様式の超小型衛星に対しても適用できるよう、有限要素法による解析を実施している。解析では、超小型衛星の構造様式を、衛星機軸方向上面からみた形状に応じてT型、 π 型、四畳半型の3つに分類し、それぞれの有限要素モデルについての説明を行っている。

本論文の第四章では、まず有限要素法の解析結果と実験結果の比較を行い、解析の妥当性を確認している。第二章で述べられたダミー衛星の実験で計測された衛星内各所の振動増幅度を、解析値と比較し、良好な一致を見いだしている。その後、T型、 π 型について、衛星内各所の振動増幅度の解析結果をまとめている。これらの解析結果を、第二章と同様に対数正規分布であると見なして、振動増幅の上限値と下限値をt-分布を用いて統計的に導出している。以上の結果から、20-300Hz、300-1000Hz、1000-2000Hzの三つの領域で、機器が受ける最低レベルの加速度増幅を導出し、第二章で得られた値と比較している。比較の結果、実験で得られたものが全ての周波数領域で高く、第二章で導出された振動加速度スペクトラムが超小型衛星搭載機器の認定試験条件にふさわしいとしている。

本論文の第五章では、論文の総括を行っている。本論文で導出された認定試験条件は、超小型衛星搭載機器の打ち上げ振動環境に対して、あくまでも「最低保証」を与えるものであり、個々のロケットや衛星に応じて振動環境が認定試験条件を上回ることが充分考えられるので、衛星開発者は、自らの責任において搭載機器が自分たちの仕様にあうかどうかを調べるべきであるとしている。しかしながら、宇宙環境耐性に対して何の保証も与えられていない現状から比べると、「最低保証」だけでも大きな前進である。

上記の論文に対して審査を行い、本研究が超小型衛星の信頼度向上に向けて大きく貢献したことが認められた。審査会・公聴会にてなされた、振動試験結果の精度や、導出された搭載機器標準試験条件がロケット毎にどのように変わるのか、低周波帯域における実験値と搭載機器標準試験条件の関係はいかなるものか、等々の質問にも適切に対処した。本論文作成の

過程で証明した研究能力と論文の記述から、本人が博士号を授与されるのに相応しい素養を身に付けていると判断した。

以上により、論文調査及び最終試験の結果に基づき、審査委員会において慎重に審査した結果、本論文が、博士（工学）の学位に十分値するものであると判断した。